

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**



**TESIS**

**BANCO DE PRUEBAS PARA LA IDENTIFICACIÓN DE SISTEMAS  
AERONÁUTICOS DENTRO DE TÚNEL DE VIENTO**

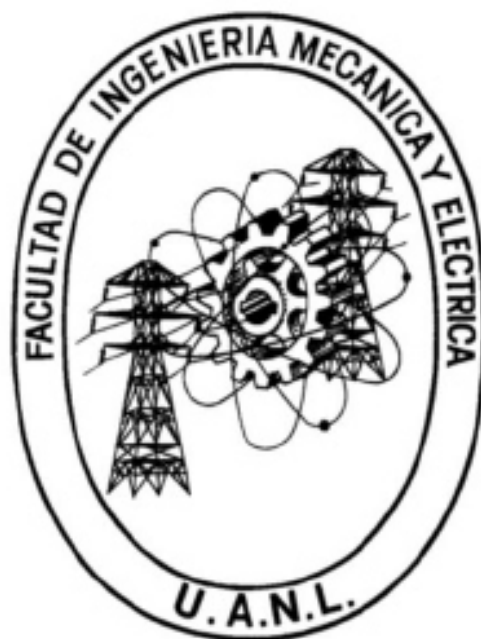
**POR**

**ING. CARLOS ALBERTO VAQUERA HERNÁNDEZ**

**EN OPCIÓN AL GRADO DE MAESTRÍA EN INGENIERÍA  
AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO**

**FEBRERO, 2018**

**UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN**  
**FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA**  
**SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO**



**TESIS**

**BANCO DE PRUEBAS PARA LA IDENTIFICACIÓN DE SISTEMAS  
AERONÁUTICOS DENTRO DE TÚNEL DE VIENTO**

**POR**

**ING. CARLOS ALBERTO VAQUERA HERNÁNDEZ**

**EN OPCIÓN AL GRADO DE MAESTRÍA EN INGENIERÍA  
AERONÁUTICA CON ORIENTACIÓN EN DINÁMICA DE VUELO**

**SAN NICOLÁS DE LA GARZA, NUEVO LEÓN, MÉXICO**

**FEBRERO, 2018**

UNIVERSIDAD AUTÓNOMA DE NUEVO LEÓN  
FACULTAD DE INGENIERÍA MECÁNICA Y ELÉCTRICA  
SUBDIRECCIÓN DE ESTUDIOS DE POSGRADO

Los miembros del comité de tesis recomendamos que la tesis "BANCO DE PRUEBAS PARA LA IDENTIFICACIÓN DE SISTEMAS AERONÁUTICOS DENTRO DE TÚNEL DE VIENTO" por el Ing. Carlos Alberto Vaquera Hernández con número de matrícula 1461830 sea aceptada para su defensa como opción al grado de Maestro en Ingeniería Aeronáutica con orientación en Dinámica de Vuelo.

El Comité de Tesis



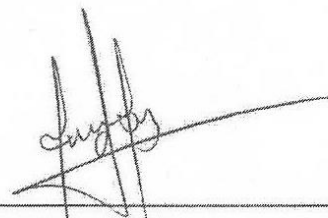
Dr. Eduardo Liceaga Castro

**Director**



Dr. Daniel Librado Martínez Vázquez

**Revisor**



Dr. Jesús Ulises Liceaga Castro

**Revisor**



Dr. Simón Martínez Martínez

**Subdirector de Estudios de Posgrado**



San Nicolás de los Garza, Nuevo León, junio 2018

## Dedicatoria

Este trabajo lo dedico principalmente a mis padres y hermanos, son quienes merecen mis méritos. A mis compañeros de laboratorio y ahora amigos Ruben Campos, Roberto Fabela, Carlos Santana, Juan Sánchez y Jaime Aguilar que me acompañaron y enseñaron antes, durante y después de esta odisea. Finalmente a la Dra. Sugeheidy Carranza y M.C. Daniel Martínez quienes siempre me han impulsado a ser más de lo que creí.

## Agradecimientos

Agradezco al Dr. Eduardo Liceaga, Dr. Luis Amezquita, Dr. Octavio García y al equipo de Dinámica de Vuelo del CIIA, por permitirme aprender de ellos y expandir mis horizontes.

## TABLA DE CONTENIDO

RESUMEN .....	1
1. INTRODUCCIÓN .....	2
1.1. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA .....	2
1.2. JUSTIFICACIÓN .....	2
1.3. OBJETIVO.....	3
1.4. HIPÓTESIS.....	3
1.5. LÍMITES DE ESTUDIO .....	4
2. FUNDAMENTOS .....	5
2.1. ESTADO DE LA TECNOLOGÍA.....	5
2.2. MARCO TEÓRICO .....	7
2.2.1. Bancos de Prueba para túnel de viento .....	7
3. PROCEDIMIENTO.....	8
3.1. AERONAVE PROTOTIPO .....	8
3.2. SELECCIÓN Y DESARROLLO DE AVIÓNICA.....	9
3.3. SISTEMA DE MEDICIÓN DE SUPERFICIES DE CONTROL .....	9
3.3.1. Limitantes de diseño.....	10
3.3.2. Desarrollo.....	10
3.3.3. Servomotores.....	11
3.3.4. Obteniendo la posición de un servomotor .....	12
3.3.5. Sistema embebido .....	13
3.3.6. Interfaz inalámbrica a través de PPM .....	13
3.3.7. Adquisición de las señales analógicas de los servos .....	14
3.3.8. Tarjeta de circuito impresa .....	15
3.3.9. Software .....	16
3.3.10. Validación de la Señal de PPM .....	17
3.3.11. Recepción y adquisición de las señales PWM.....	17
3.3.12. Integración .....	18
3.3.13. Resultados de la integración de MyRIO - PIC.....	18
3.4. ESTIMULACIÓN DEL PROTOTIPO A TRAVÉS DE MYRIO.....	19
3.4.1. Perspectiva general de MyRIO.....	20
3.4.2. Desarrollo.....	21

3.4.3.	Adquisición de señales de PWM .....	22
3.4.4.	Código de lectura de PWM en LabVIEW FPGA .....	22
3.4.5.	Generación de las señales de Estimulación .....	24
3.4.6.	Código de escritura de PPM en LabVIEW FPGA .....	24
3.4.7.	Código Integrado del FPGA.....	26
3.4.8.	Algoritmo embebido en el ARM .....	26
3.4.9.	Variable Global Funcional para Estación Tierra.....	27
3.4.10.	Integración.....	27
3.4.11.	Resultados de la Integración de MyRIO con Estación de Control .....	28
3.5.	INTEGRACIÓN DE LA AVIÓNICA .....	28
3.6.	SOPORTE ESTRUCTURAL .....	29
3.7.	ESTACIÓN DE CONTROL .....	30
3.7.1.	Mission Planner.....	30
3.7.2.	Ejecutivo de prueba .....	30
4.	VALIDACIÓN DEL EXPERIMENTO .....	31
5.	ANÁLISIS DE RESULTADOS.....	32
5.1.	Datos Obtenidos por la plataforma .....	32
5.2.	Ejemplos de Microaeronave identificada mediante la respuesta a la dinámica longitudinal caracterizada por un sistema de segundo orden. ....	34
6.	CONCLUSIONES .....	35
7.	TRABAJO A FUTURO .....	35
8.	REFERENCIAS .....	35

## RESUMEN

Las pruebas de modelos aerodinámicos en túneles de viento se pueden dividir en dos grandes grupos: pruebas estáticas y pruebas dinámicas. En las pruebas estáticas se miden fuerzas y momentos generados por el flujo de aire sobre el objeto sólido que se prueba (perfil alar, ala, aeronave de ala fija, aeronave de ala rotatoria, etc.). Esta información es relevante para caracterizar aerodinámicamente al objeto. En las pruebas dinámicas se miden desplazamientos angulares y lineales para tratar de caracterizar el movimiento del objeto. En el caso de pequeños desplazamientos se puede obtener una representación dinámica lineal, esta caracterización arroja las derivadas de estabilidad y control.

Tanto para la experimentación estática como la dinámica, es necesario contar con bancos de prueba que permitan la correcta recolección de las mediciones obtenidas a través de sensores o transductores [1]. En el presente trabajo se reporta el desarrollo de un banco de pruebas que permite la aplicación de dobletes estandarizados [2] para estudiar la dinámica longitudinal, lateral y direccional de un Micro-VANT dentro de túnel de viento.



# 1. INTRODUCCIÓN

## 1.1. DESCRIPCIÓN DEL PROBLEMA

Las pruebas de túnel de viento se pueden dividir en dos grandes grupos: pruebas estáticas y pruebas dinámicas. En las pruebas estáticas se miden fuerzas y momentos generados por el flujo de aire sobre el objeto sólido que se prueba (perfil alar, ala, aeronave de ala fija, aeronave de ala rotatoria, etc.). Esta información es relevante para caracterizar aerodinámicamente al objeto. En las pruebas dinámicas se miden desplazamientos angulares y lineales para determinar las características dinámicas del cuerpo estudiado. En el caso de pequeños desplazamientos se puede obtener una representación dinámica lineal, esta caracterización arroja las derivadas de estabilidad y control.

Tanto para la experimentación estática como la dinámica, es necesario contar con bancos de prueba que permitan la correcta recolección de los datos. El diseño y construcción y prueba de estos bancos es un problema de ingeniería debido a que, en general, debe diseñarse un nuevo banco de prueba para cada tipo de experimento que se desee realizar.

## 1.2. JUSTIFICACIÓN

Aunque a nivel internacional ha habido grandes programas en aerodinámica experimental, en México este tipo de investigación no ha tenido gran desarrollo. Los investigadores y estudiantes del cuerpo académico de Aerodinámica y Aviónica, del Centro de Investigación e Innovación en Ingeniería Aeronáutica de la Facultad de Ingeniería Mecánica y Eléctrica de la Universidad Autónoma de Nuevo León, están convencidos de que es necesario desarrollar plataformas para la investigación en aerodinámica experimental y presentan, en este trabajo, la sección de electrónica y programación de uno de los bancos de prueba que actualmente se desarrollan.

### 1.3. OBJETIVO

Desarrollar un banco de pruebas para el estudio de un sistema aeronáutico dentro de túnel de viento cerrado con las siguientes características:

- Por la parte de aviónica esta debe ser adecuada no solamente para experimentación, sino también la definitiva a utilizar en un vuelo real.
- Las mediciones del comportamiento del aeronave deben de ser in situ para evitar pérdida de datos por telemetría.
- Capaz de realizar las siguientes mediciones posición de las superficies de control, actitud, velocidad de viento, señales de estimulación.
- La aviónica de la aeronave debe ser capaz de interactuar con un *ejecutivo* de prueba fuera del túnel de viento de manera inalámbrica.
- La estación de control debe tener capacidad de telemetría y un *ejecutivo* de prueba que envíe señales de estimulación.
- El *ejecutivo* de prueba debe permitir la manipulación manual de la aeronave y la implementación automatizada de señales estimulación.
- Las señales de estimulación deben ser dobletes simples, secuencias de dobletes a diseño ó señales pseudo-aleatorias.
- El *ejecutivo* de prueba debe ser capaz de llevar el registro de la información de cada uno de los experimentos.
- El ejecutivo de prueba debe ser escalable.

### 1.4. HIPÓTESIS

A través de aviónica comercial y plataformas de bajo costo es posible consolidar un banco de pruebas para la identificación de sistemas aeronáuticos utilizando un túnel de viento.

### 1.5. LÍMITES DE ESTUDIO

Para diseñar este sistema se consideraron dos restricciones principales:

- **Túnel de viento:** Este desarrollo se implementa en el túnel de viento de circuito cerrado con el que cuenta el CIIIA-FIME-UANL. Las variables a considerar son la velocidad de viento máximo, así como el área efectiva de experimentación (para evitar efectos propios del túnel). Esto es necesario para seleccionar o diseñar el tamaño de las aeronaves candidatas para ser analizadas.
- **Aeronave Prototipo:** Siendo el objetivo del estudio lograr la identificación dinámica de una aeronave en el túnel de viento, la aeronave no debe exceder las dimensiones del volumen efectivo de experimentación. El sistema de desarrollado debe ser lo suficientemente ligero, inalámbrico y del volumen adecuado para caber dentro de la bahía de carga de la aeronave.

## 2. FUNDAMENTOS

### 2.1. ESTADO DE LA TECNOLOGÍA

En los estudios de aerodinámica experimental se utilizan túneles de viento para probar modelos de aeronaves propuestos y componentes del motor. Durante una prueba, el modelo se coloca en la sección de prueba del túnel y se hace que el aire fluya alrededor del modelo. Varios tipos de instrumentación se utilizan para determinar las fuerzas en el modelo [3].

En un túnel de viento, algún tipo de modelo de aeronave, de escala completa o escala reducida, es sujeto por un sistema de soporte de modelo, que puede asegurar los movimientos de actitud libre del modelo y limita los movimientos de traslación del modelo. El modelo responde directa o indirectamente al actuador del modelo y cabecea, alabea, se mueve en guiñada o realiza otras maniobras [4].

Según se muestra en [6], las pruebas dinámicas de túnel de viento tradicionales para la investigación de dinámica de vuelo pueden clasificarse como prueba de túnel de viento cautivo, prueba de un grado de libertad (1-DOF) y prueba de vuelo libre.

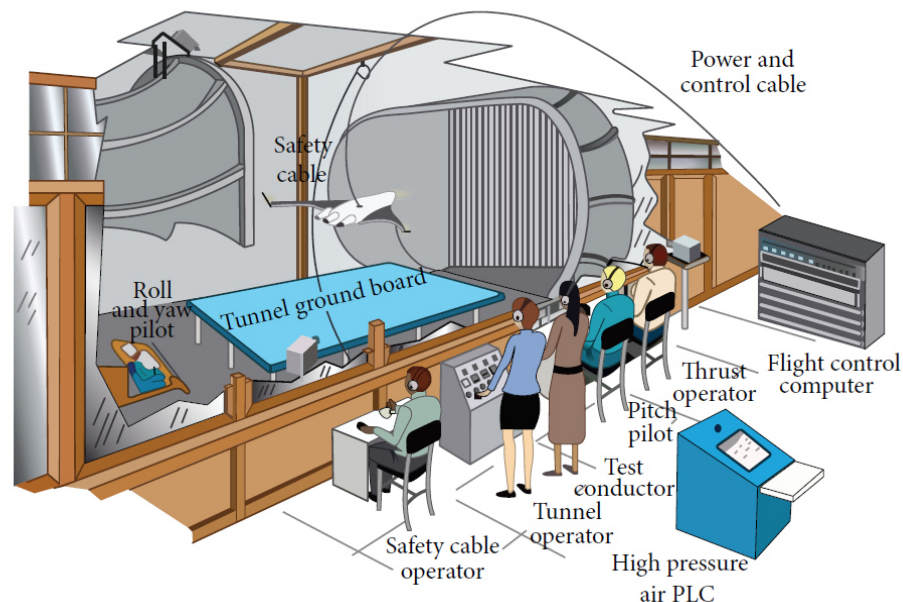
Las pruebas de túnel de viento 1-DOF incluyen prueba cabeceo libre, guiñada libre [7-10] y de alabeo libre [11-12]. Permiten que el modelo de prueba oscile libremente sobre un aparato de soporte en una condición inicial y generalmente se usan para identificar modos de movimiento libre. Las pruebas de túnel de viento de sistemas con 1-DOF permiten una evaluación rápida de los efectos aerodinámicos inestable sin la complejidad de las pruebas de vuelo libre o vuelo virtual.

En las pruebas de giro libre, si se agrega el sistema de control de vuelo del modelo, las superficies de control del modelo se actuarán utilizando un equipo de radio control remoto (R / C). Es decir, transmisor, receptor, servos y baterías, en una configuración de control de lazo abierto para realizar estrategias de recuperación [6].

Un componente importante en la plataforma de maniobras es el subsistema de electrónica. Las principales tareas de este subsistema son: transmitir y recibir datos, registrar señales de los sensores y generar señales de control para los servomotores [13].

En la referencia [14] se propone un subsistema electrónico para llevar a cabo el control del equipo para pruebas dinámicas, el subsistema debe ser capaz de adquirir datos en tiempo real. Las pruebas realizadas previamente se limitaron a escenarios de lazo abierto debido a un retraso de tiempo excesivo en la transmisión y recepción de datos, así como a la ausencia de un medio para medir directamente los desplazamientos de la superficie de control. El sistema electrónico de adquisición de datos es un módulo de integración a pequeña escala que incluye un módulo mejorado de transmisión y recepción de datos inalámbricos, mide el desplazamiento de las superficies de control del modelo de la aeronave a través de potenciómetros incorporados en sus servos, adquiere datos inerciales de una IMU montada en el modelo de la aeronave, controla el movimiento del compensador aerodinámico y los servos del modelo de la aeronave y mide los movimientos angulares del modelo de la aeronave.

Tomando como referencia el estado del arte, en este trabajo se diseña un banco de pruebas integral para la identificación de sistemas aeronáuticos en el túnel de viento cerrado con el que cuenta las instalaciones del CIIA-FIME-UANL.



**Figura 1.** Prueba de Vuelo Libre a baja velocidad en el Túnel de Escala Completa en Langley [6]

## 2.2. MARCO TEÓRICO

### 2.2.1. Bancos de Prueba para túnel de viento

Las pruebas en túnel de viento permiten conocer propiedades dinámicas y estáticas de sistemas aeronáuticos funcionando como un puente entre el diseño y el vuelo real. Desde un perfil alar hasta una aeronave completa, para que el experimento sea llevado a cabo, es necesario de 3 componentes principales:

1. Sistema Bajo Prueba: Corresponde a el objeto físico de estudio (aeronave, perfil, prototipo), el cual define las variables a medir (dinámicas o estáticas) así como el tipo de túnel donde se ejecutará el experimento.
2. Estructura de sujeción: Desde un cable para un vuelo libre, así como un rodamiento para dar un grado de libertad rotacional ó un sistema de articulaciones cardán para extenderlo hasta 5 grados de libertad [16]. Las sujeciones rotacionales restringen el movimiento prismático y permite el estudio individual de dinámicas longitudinal, direccional y rotacional.
3. Sistema de Adquisición de Datos: Es el que llevará a cabo el registro de la información generada por la prueba, de ser necesario también controlará la prueba (modificando la velocidad del flujo, cambiando la actitud de la aeronave en algunos casos) [17].

Un ejemplo de los bancos de prueba tradicionales son las balanzas aerodinámicas las cuales permiten medir las fuerzas y momentos durante una prueba estática.

### 3. PROCEDIMIENTO

Se reporta el diseño, construcción, prueba y validación de un *ejecutivo de prueba* con aplicaciones en aerodinámica experimental, más específicamente, como parte de un sistema que realiza la identificación dinámica de una aeronave prototipo dentro del túnel de viento.

La plataforma desarrollada consta de los siguientes elementos generales:

- Soporte Estructural: Estructura que sostiene la aeronave prototipo dentro del túnel, este soporte puede tener uno o tres grados de libertad rotacionales.
- Aviónica: Dentro de la aeronave prototipo se coloca un sistema completo de aviónica para hacer mediciones y registro de las variables del experimento, cuenta también con capacidades de telemetría para evitar el uso de cables.
- Estación de control: La estación de control es un sistema completo de hardware y software. Por la parte de hardware, se cuenta con un sistema de transmisión de señales de estimulación para las superficies de control de la aeronave y recepción de la posición de las mismas trabajando en tiempo real. En cuanto al software, se cuenta con un *ejecutivo de prueba* que permite controlar la aeronave dentro del túnel a mediante tres métodos: bastón de mando manual, envío de compensaciones específicas o estimulación con secuencias tipo escalón previamente diseñadas.

#### 3.1. AERONAVE PROTOTIPO

El desarrollo de este banco de pruebas contempla la experimentación sobre micro aeronaves que no necesitan escalamiento dinámico ni aerodinámico puesto que tienen una relación 1:1.

En primera instancia, se decide trabajar con un modelo comercial (Figura 2) que cuenta con las siguientes especificaciones:

Largo:	505mm
Envergadura:	650mm
Altura:	180mm
Área de superficie total:	7.2dm <sup>2</sup>
Receptor:	4CH
Batería:	11.1V 850mAh 20C LiPo
Motor:	2825 KV1950 Brushless Motor
ESC:	30A Brushless



**Figura 2.** Warbird T-28 como aeronave prototipo

### 3.2. SELECCIÓN Y DESARROLLO DE AVIÓNICA

La aviónica es una parte fundamental del experimento ya que es inherente a una micro aeronave. Las características deseadas del sistema de aviónica son:

- Tener el tamaño y el peso adecuados para la aeronave seleccionada.
- Accionar adecuadamente las superficies de control.
- Medir de la actitud de la aeronave.
- Medir la velocidad del viento.
- Registro de las variables de interés en una computadora de vuelo dentro de la aeronave.
- Medir adecuadamente la posición de las superficies de control.
- Realizar el control remoto de la aeronave.
- Contar con telemetría para la comunicación con la estación de control.

### 3.3. SISTEMA DE MEDICIÓN DE SUPERFICIES DE CONTROL



Las aeronaves controladas por radio, vehículos aéreos no tripulados (VANTs) y perfiles aerodinámicos que pueden ser estudiados dentro de un túnel de viento o utilizadas para vuelo real utilizan servomotores para actuar sus superficies de control.

Los servomotores son a su vez actuadores de muy prácticos que ofrecen diferentes torques y dimensiones dependiendo de la aplicación, todo esto unificado a un estándar de señal de referencia modulada por ancho de pulso (PWM por sus siglas en inglés).

Para la medición de las superficies de control fue necesario desarrollar una técnica propia. Este subsistema debía de leer las posiciones de las superficies de control, esto con la finalidad de detectar el error de la posición deseada y la real, la cual puede variar debido a la resistencia al viento ó corrientes abruptas.

#### 3.3.1. Limitantes de diseño

Para este desarrollo se tomaron en cuenta los siguientes factores:

- a. Velocidad de muestreo: Las superficies de control utilizan servomotores que trabajan a una frecuencia de 50 Hz, el subsistema debe ser capaz de trabajar a esta frecuencia.
- b. Peso del elemento: Debía ser ligero para no agregar demasiado peso a la bahía de carga.
- c. Sistema de medición transparente a las señales de control de la aeronave: El subsistema no debía interrumpir ni retrasar las señales de control ya que eso modificaría la dinámica del sistema.
- d. La señal a través de RF debe transmitirse en forma continua: Con el fin de evitar resistencias parásitas se debía buscar una opción inalámbrica y continua.
- e. Cumplimiento de los estándares de tiempo real: La transmisión de las señales de posición debía permitir a la estación de control tener el dato correcto en el tiempo correcto.
- f. Tamaño óptimo para la bahía de carga: De un tamaño pequeño para ocupar un volumen pequeño dentro de la bahía de carga.

#### 3.3.2. Desarrollo

Este sistema se desarrolló en dos partes: la primera a bordo de la aeronave con las siguientes tareas:

- Medir la señal de referencia de los servomotores
- Enviar las señales hacia un receptor en tierra

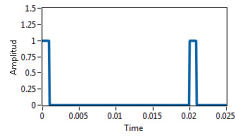
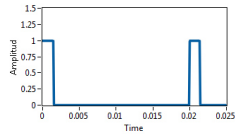
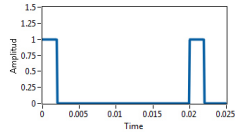
La segunda parte del desarrollo se encontraría en tierra para recibir las señales y registrarlas.

### 3.3.3. Servomotores

Un servomotor consiste en un motor de corriente continua con un controlador que permite establecer el eje en una posición deseada dentro del rango de operación del servomotor y siguiendo como referencia una señal de PWM.

Una señal de PWM es una señal digital con dos parámetros principales: frecuencia y ciclo de trabajo.

Para el caso de los servomotores de las aeronaves se trabaja a una frecuencia de 50 +/- 2 Hertz, y la posición es definida por el ciclo de trabajo de la señal como se muestra en la tabla 1.

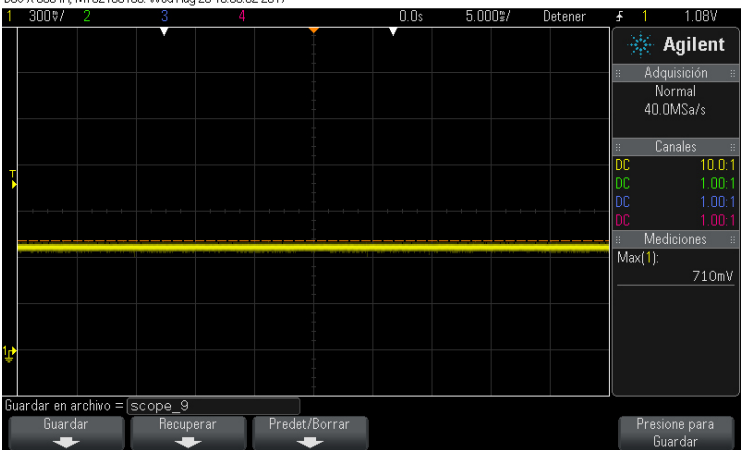
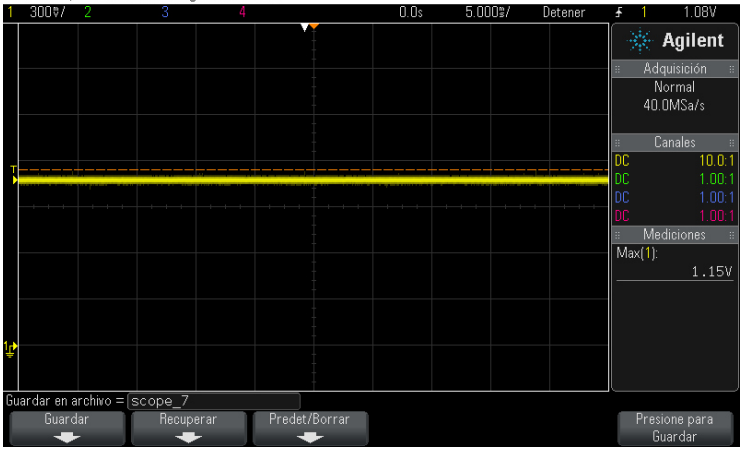
Ciclo de trabajo (%)	Posición del Eje (Grados)	Ejemplo de la señal
5	0	
7.5	45	
10	90	

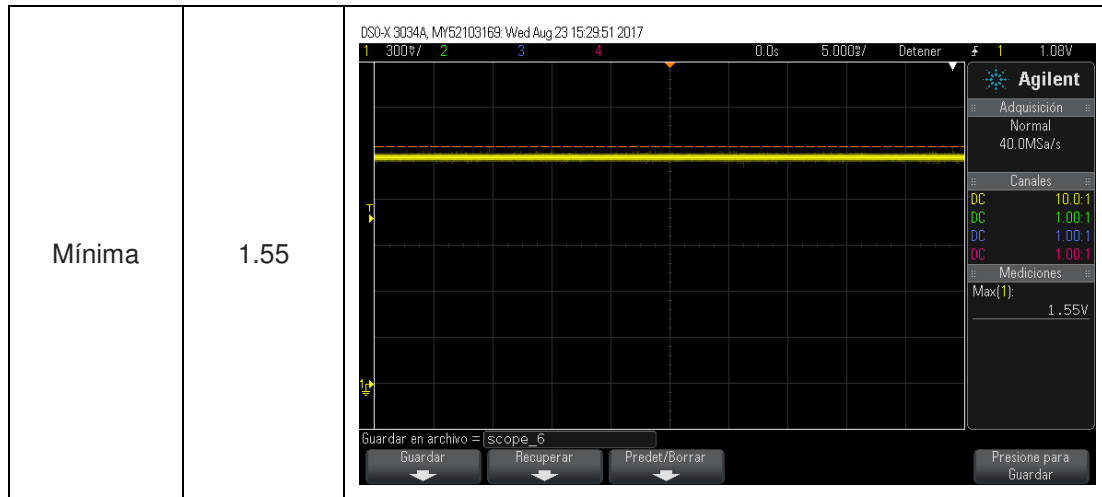
**Tabla 1.** Relación ciclo de trabajo vs posición

Los receptores de sistemas de RC tradicionales trabajan con esta escala de manera analógica para permitir el control de los servomotores de manera remota, sin embargo, para el caso de sistemas aerodinámicos, tras enviar la posición deseada al servomotor y éste mover la superficie de control, no se cuenta con retroalimentación de la posición real la cual puede variar debido a esfuerzos aerodinámicos locales.

### 3.3.4. Obteniendo la posición de un servomotor

El eje de un servomotor está internamente fijado a un potenciómetro, el cual retroalimenta la posición al controlador embebido, logrando el control de la posición del eje deseada. Partiendo de esto se puede medir la referencia del potenciómetro de cada servomotor y caracterizarla para conocer la posición actual del mismo. Para diseñar el sistema de medición se caracterizó primeramente los servomotores de la aeronave prototipo. La prueba como tal consistió en enviar señales de posición máxima, media y mínima a través de un emisor de radio. Presentando el comportamiento en la tabla 2.

Señal de Posición	Voltaje (V)	Ejemplo de la señal
Máxima	0.710	
Media	1.15	



**Tabla 2.** Comportamiento del Voltaje del Servomotor

### 3.3.5. Sistema embebido

Para el desarrollo de este sistema se optó tomar como base un PIC18F4550 debido a la principal característica de tener un puerto USB para una depuración ya con código embebido.

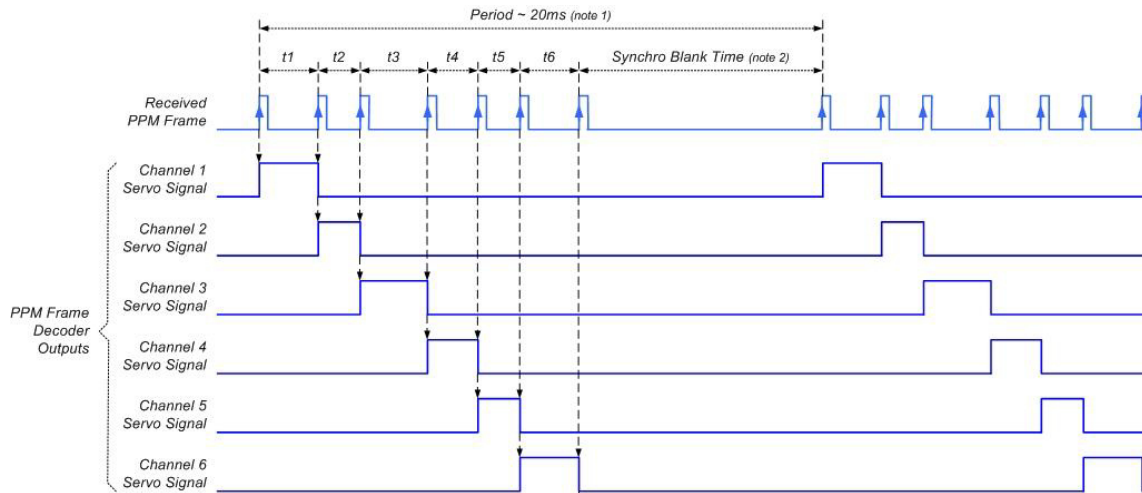
A este micro controlador se le embebió un código con las siguientes tareas

1. Medir el voltaje de 1 a 6 servomotores
2. Interfaz USB
3. Interfaz para reprogramación y depuración
4. Generación de PPM

### 3.3.6. Interfaz inalámbrica a través de PPM

Para comunicar esté sistema embebido se optó por un módulo RF. El transmisor recibe y decodifica una señal PPM (pulse position modulation) a una señal de radio, dicha señal de radio es adquirida por un receptor que decodifica ésta señal a 6 señales de PWM.

En esta señal PPM generada por el PIC se pueden codificar hasta 6 datos, con una frecuencia de 50 Hertz en tiempo real, restricción dada por el transmisor. Como se muestra en la figura 3.



**Figura 3. Señal de PPM**

El tiempo de estado alto de cada uno de los escalones oscila entre 500 y 1500 microsegundos. De esta manera se tienen las señales de hasta 6 posiciones con valores de 500 a 1500 microsegundos, ésta magnitud es escalable y proporcional al ángulo de deflexión del elevador.

### 3.3.7. Adquisición de las señales analógicas de los servos

Conociendo el rango de los valores de voltaje de los servomotores (este se encuentra entre 0.71 y 1.55 Volts) es necesario acondicionar el convertidor analógico-digital (DAC, por sus siglas en inglés), debido a que éste cuenta con una resolución de 10 bits (1024 valores posibles) a un rango estándar de 0 a 5 volts, lo que conlleva a tener pasos de 4.8 mV.

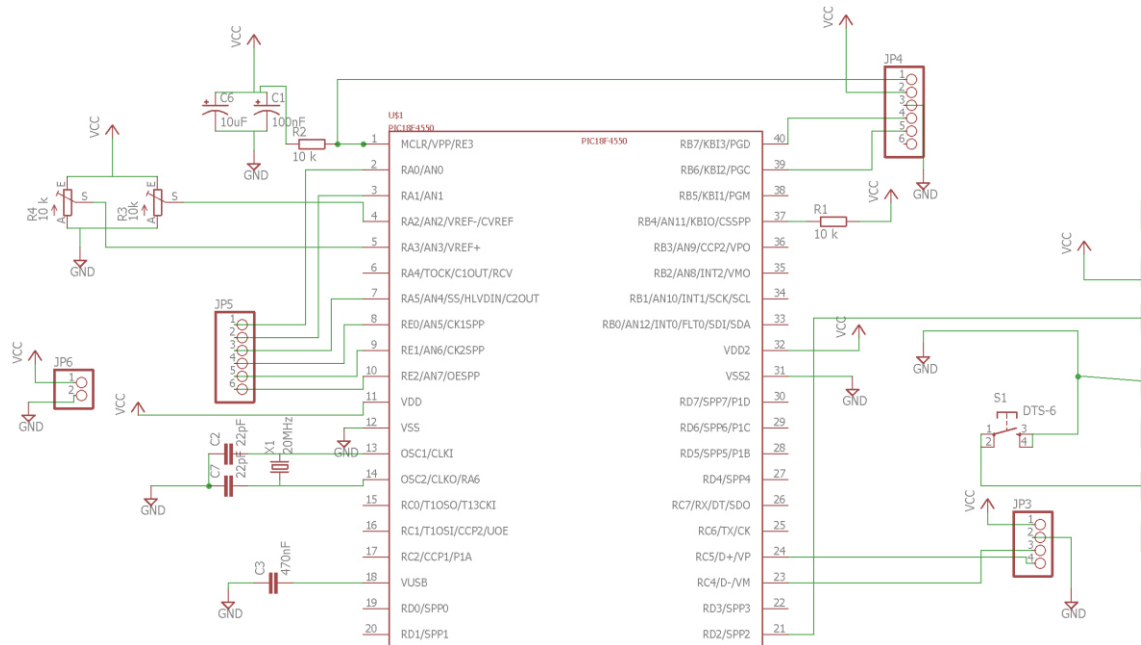
Tomando en cuenta el rango de voltaje esperado con la configuración estándar del DAC se podrían obtener solo 210 valores, lo que desaprovecha un 80% de la resolución. Sin embargo, utilizando la característica de valores de voltaje de referencia del PIC18F4550 se aprovecha el 100% de su resolución, esto es posible excitando los pines de referencia del PIC con los valores alto y bajo de nuestro rango y configurarlos en el código embebido.

De esta manera si excitamos el pin de referencia alto con 1.56 Volts y 0.70 al pin de referencia bajo (tomando en cuenta una expansión mínima de los rangos) se tienen pasos de 0.84 mV, lo que da un incremento de más de 500% en la resolución en el rango deseado.

Dicha excitación es posible a través de trimpots en configuración de divisor de voltaje. Colocando trimpots también le da flexibilidad al sistema en caso de trabajar con servomotores de diferente rango de voltaje.

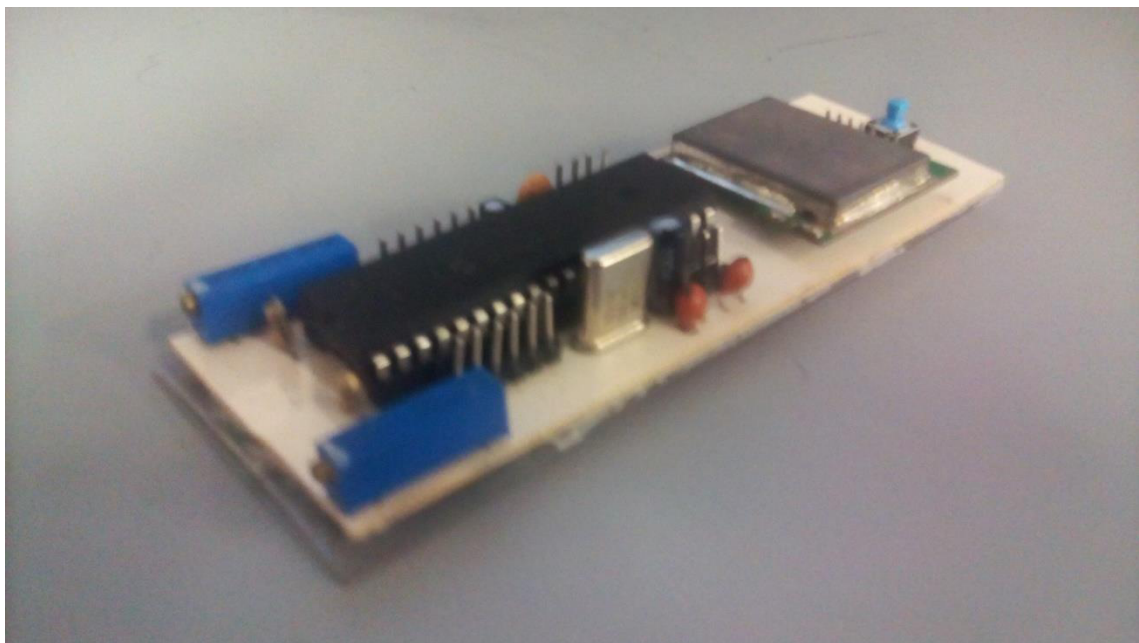
### 3.3.8. Tarjeta de circuito impresa

Contemplando las características anteriores, se diseñó la tarjeta de circuito impreso con el fin de lograr repetitividad en el sistema embebido. El esquemático se presenta en la siguiente figura



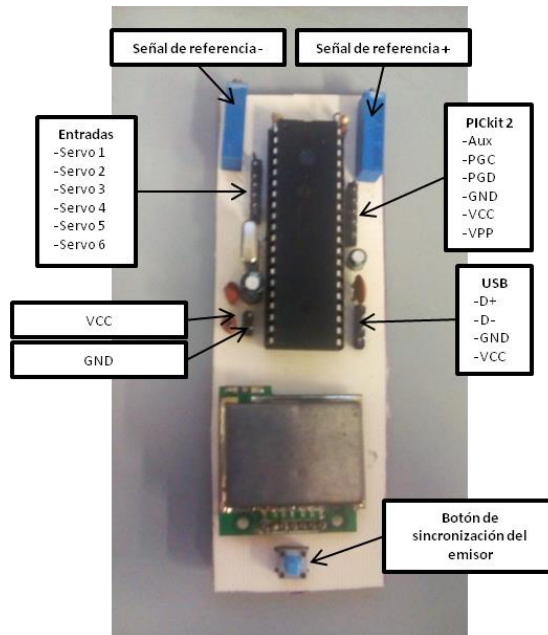
**Figura 4.** Esquemático para la tarjeta impresa

El esquemático se logró a través de EagleCAD y también se obtuvo el patrón para el circuito impreso, el circuito terminado se presenta a continuación:



**Figura 5.** Circuito terminado

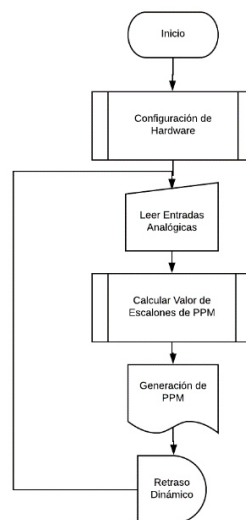
La distribución de los pines se encuentra en la figura 6:



**Figura 6.** Terminales de la placa

### 3.3.9. Software

Teniendo la placa lista se desarrolló la pieza de software para el embebido. Siguiendo las especificaciones definidas se propone el siguiente diagrama de flujo:



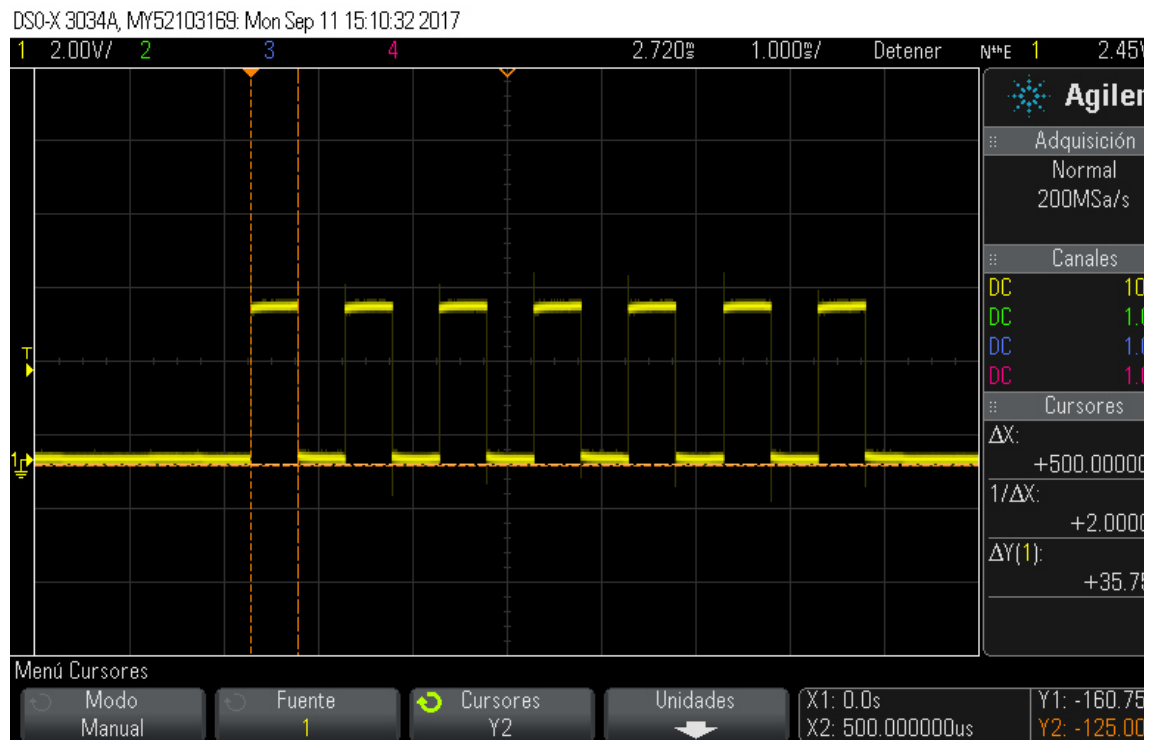
**Figura 7.** Diagrama de flujo para PIC

En base a la propuesta del diagrama de flujo se procedió a realizar el código en PIC C y embebiéndolo a través de PICKit 2.

### 3.3.10. Validación de la Señal de PPM

La primera validación de este sistema consistió en caracterizar la señal de PPM generada por el PIC antes de llegar al emisor.

Se alimentó la placa y se simularon las señales de los servos a través del propio generador de señales del osciloscopio. Esto generan una señal como la que se aprecia en la figura 8.



**Figura 8.** Señal de PPM

La generación de la señal cumple los estándares de tiempo real para evitar una desincronización y pérdida de datos

### 3.3.11. Recepción y adquisición de las señales PWM

Una vez que fue enviada la señal de PPM al emisor de RF se toma el receptor la información desacoplada a través de 6 canales de PWM.



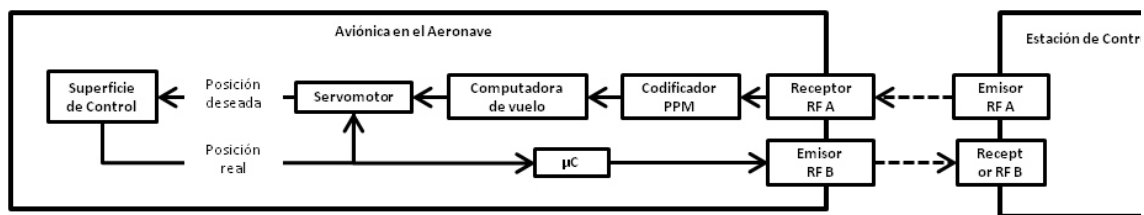
Para adquirir los 6 canales de manera simultánea considerando la misma restricción de tiempo real, se desarrolló su plataforma de adquisición a través del un FPGA (Field Programmable Gate Array) con el que cuenta MyRIO.

El MyRIO funge como periférico del Ejecutivo de Prueba de la Estación de Control. La Estación de Control como tal es una HMI (Human Machine interface) desarrollada en LabVIEW 2013.

### 3.3.12. Integración

Las superficies de control de la aeronave considerada son del tipo convencional. En este caso se requirió medir el desplazamiento angular de los alerones y timón de profundidad.

Los servomotores fueron acoplados al sistema embebido desarrollado, de tal forma que se obtuvo el sistema mostrado en la figura 9.



**Figura 9.** Diagrama del SiMeSuCo RT/RF

### 3.3.13. Resultados de la integración de MyRIO - PIC

De la aeronave prototipo se lograron medir las 3 superficies de control (alerón derecho, alerón izquierdo y elevador), cabe destacar que el dispositivo es capaz de medir hasta 6 superficies. Las posiciones son codificadas en PPM (*pulse position modulation*) y enviada a un emisor de RF. Todo este esquema fue implementado en tiempo real a una frecuencia de 50Hz. La señal de RF es capturada por su receptor RF en la estación de control en forma de señales de PWM, una por cada superficie de control, donde el ciclo de trabajo es directamente proporcional a la posición angular.

### 3.4. ESTIMULACIÓN DEL PROTOTIPO A TRAVÉS DE MYRIO

La experimentación en el túnel de viento es un paso fundamental para el desarrollo y prueba de nuevos perfiles alares y aeronaves.

Tanto para la experimentación estática como la dinámica, es necesario contar con bancos de prueba que permitan la correcta adquisición de los datos.

La presencia de objetos en el túnel que no forman parte del modelo aerodinámico altera el flujo y la presión del fluido. Esto afecta las mediciones de las características aerodinámicas. De tal forma que cables y otros componentes de medición y transmisión alteran las mediciones de interés. Por otro lado, el del cable y la posición del mismo, traen como consecuencia cambios en la inercia propia del modelo, de manera que los resultados del experimento se ven afectados por "ruido" mecánico.

La opción de precargar una secuencia de movimientos en una computadora de vuelo sin comunicación inalámbrica implica desmontar el experimento para hacer cambios correspondientes.

Cargar el experimento vía inalámbrica hacia una computadora de vuelo limita al modelo de estudio a tener capacidad para llevar aviónica dentro de sí mismo, lo cual no es del todo necesario para el caso de perfiles aerodinámicos.

También es posible un punto de falla al momento de cargar la secuencia debido a la intermitencia de comunicación, la cual es usual en los métodos tradicionales como Bluetooth, WiFi, etc.

Para solventar los diferentes retos descritos anteriormente se desarrolló un *transceptor* RF a través de una tarjeta MyRIO, lo cual permite lograr un sistema con las siguientes características:

- a) Estimulación de las superficies de control de una aeronave o perfil de manera inalámbrica en tiempo real.
- b) Adquisición de la posición de las superficies de control a través de SiMeSuCo.
- c) Comunicación con el Ejecutivo de Prueba en la Estación de Control.

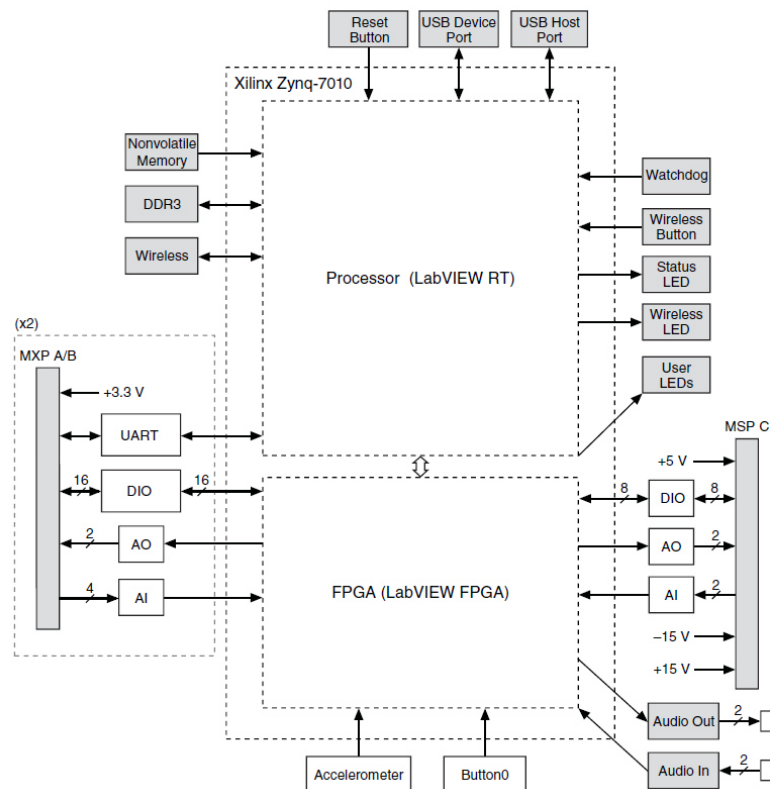
### 3.4.1. Perspectiva general de MyRIO

MyRIO es una tarjeta de desarrollo de National Instruments, esta cuenta con un procesador ARM Cortex-A9 y un Arreglo de Compuertas de Campo Programable (FPGA – Field Programmable Gate Array) Xilinx, estas características permiten llegar a cumplir los requerimientos de Tiempo Real. El procesador ARM puede ser programado en LabVIEW, así como en C/C++.



**Figura 10.** Tarjeta MyRIO de NI

La arquitectura de hardware presente dentro del MyRIO se presenta en la figura 11.



**Figura 11.** Hardware MyRIO

### 3.4.2. Desarrollo

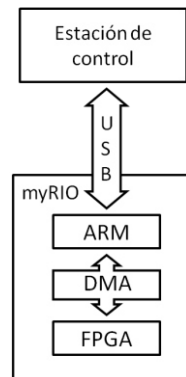
La tarjeta MyRIO se adecua a las necesidades de esta aplicación, debido a su plataforma híbrida (microprocesador - FPGA). Siendo el FPGA una herramienta capaz de tomar las mediciones digitales necesarias (PWM's que contienen la posición de las superficies de control) de manera simultánea real al trabajar en hilos definidos por Hardware.

A su vez es posible generar las señales de estimulación del aeronaue de manera continua con el mismo FPGA.

Utilizando la arquitectura del hardware se definen las siguientes tareas para cada procesador.

- a) FPGA: Se encargará de adquirir las señales de posición y generar las señales de estimulación.
- b) ARM: Se encargará de mantener comunicación con el ejecutivo de prueba en la estación de control y el FPGA sin intermitencia.

De esta manera al dividir las tareas, el ARM administra la comunicación por el protocolo USB y mantiene una comunicación estable con características de tiempo real. La comunicación entre el FPGA y el ARM es a través de DMA (Acceso Directo a Memoria, por sus siglas en inglés).



**Figura 12.** Interfaz DMA

El uso de DMA en esta aplicación aporta un mejor desempeño al evitar cuellos de botella en la comunicación por USB. Teniendo como principal objetivo la generación y adquisición de señales digitales (tarea que se lleva a cabo por medio del FPGA) en donde la intermitencia no es aceptable. El DMA permite la lectura y escritura considerando el último dato actualizado, de no haber actualización trabaja con el último dato registrado, esto impacta a una reducción en la fluctuación de las lecturas (*jitter*) y no depender de tiempos de espera.

Como es apreciable en la figura 11, el FPGA cuenta con tres puertos de conectores tipo *pin I/O* (A, B y C), se usan dos de estos puertos de la siguiente manera:

- a) Puerto A: Hilo para la adquisición de la posición de las superficies de control
- b) Puerto B: Hilo para la generación de señales de estimulación

En los apartados posteriores se describe a detalle su desarrollo y funcionamiento.

#### 3.4.3. Adquisición de señales de PWM

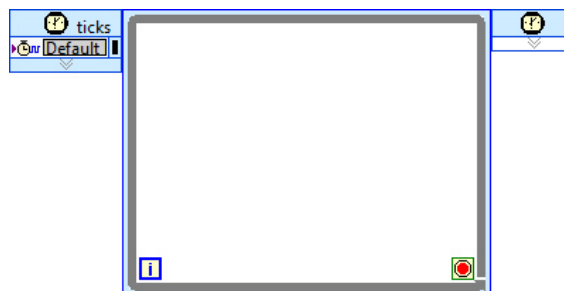
El sistema de medición de posición de las superficies de control se comunica con un receptor que desfragmenta la información en 6 canales de PWM, por lo tanto, se utilizó un apartado del FPGA para hacer la adquisición simultánea de estos canales.

#### 3.4.4. Código de lectura de PWM en LabVIEW FPGA

Aunque el Microprocesador del MyRIO es programable tanto en C/C++ como en LabVIEW, el FPGA solamente es programable en LabVIEW FPGA. El fin de esta sección de código es conocer los ciclos de trabajo de cada una de las 6 señales, con las siguientes características:

- Trabajar en tiempo real estricto
- Ser síncrono
- Capaz de enviar el resultado hacia el procesador sin intermitencia

En este lenguaje de programación nos brinda un tipo de lazo llamado "Timed Loop" (figura 13).

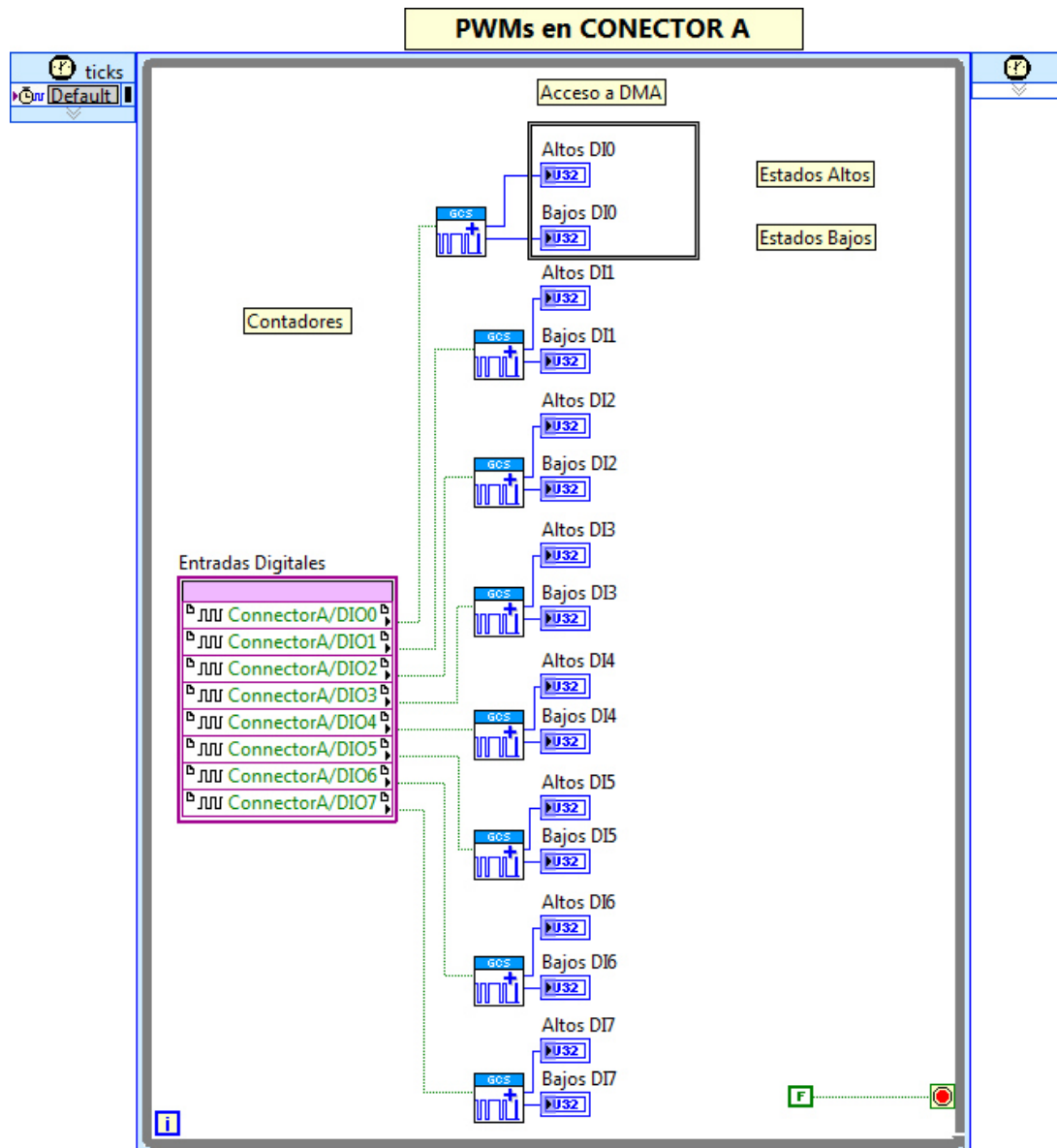


**Figura 13.** Timed Loop Structure

A diferencia de los lazos de lenguaje escrito y el "While Loop" de LabVIEW, éste no depende de retrasos definidos por el usuario lo cual puede aumentar el jitter en la ejecución del sistema.

Cuando un sistema no cuenta con determinismo, ó el tiempo requerido para hacer las operaciones solicitadas varía de manera sustancial, aparece el fenómeno de *jitter* (variación de tiempo de ejecución).

En el FPGA se programó un "timed loop" de la siguiente manera:

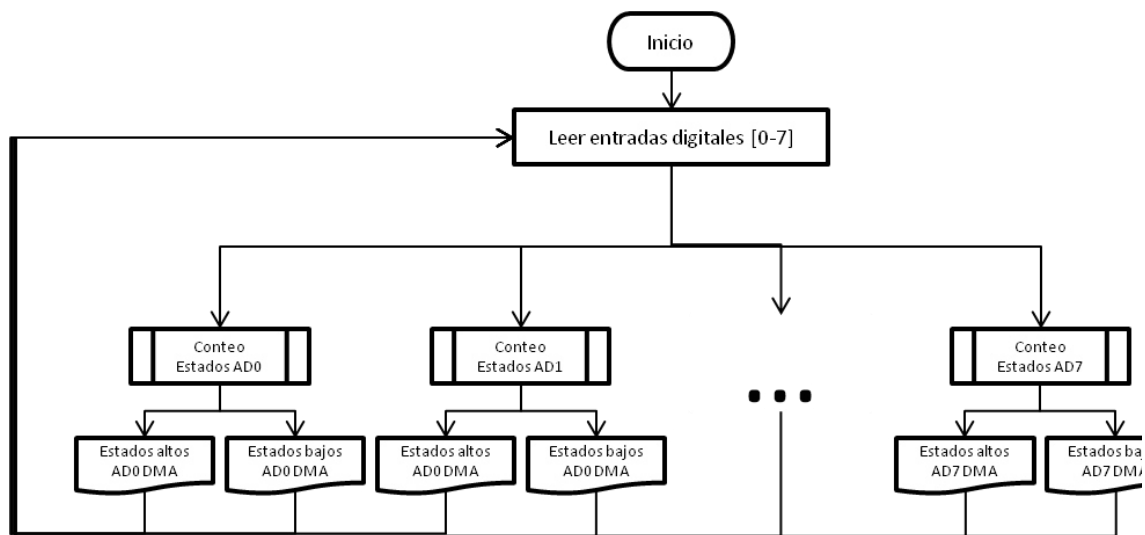


**Figura 14.** Hilo para leer PWM's dentro del FPGA

Este lazo trabaja a frecuencia directa del reloj del FPGA (es decir, sin divisores de frecuencia y a una frecuencia total de 40MHz). Cuenta los estados en alto y los

estados bajos para definir el ciclo de trabajo, en cada iteración coloca el resultado en las variables Altos DI0 y Bajos DI0 que son accesos a DMA para después ser leídos por el ARM.

El diagrama de flujo es el siguiente:



**Figura 15.** Diagrama de flujo para leer PWMs

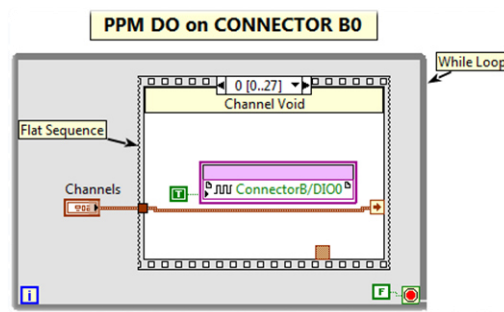
#### 3.4.5. Generación de las señales de Estimulación

Para generar las señales de estimulación se utilizó una implementación similar a la propuesta con el "SiMeSuCo", utilizar un sistema RF a base de PWM y PPM, en este caso se utilizaría para controlar las superficies de control del prototipo aeronáutico de manera directa o indirecta (en el caso de haber una computadora de vuelo de por medio) desde el ejecutivo de prueba en la estación de control.

Este apartado se dedica al desarrollo de una señal PPM en LabVIEW FPGA

#### 3.4.6. Código de escritura de PPM en LabVIEW FPGA

Se puede escribir una señal de PPM digital a través del FPGA, considerando y respetando los tiempos estrictos. El código desarrollado se puede ver en la siguiente figura.

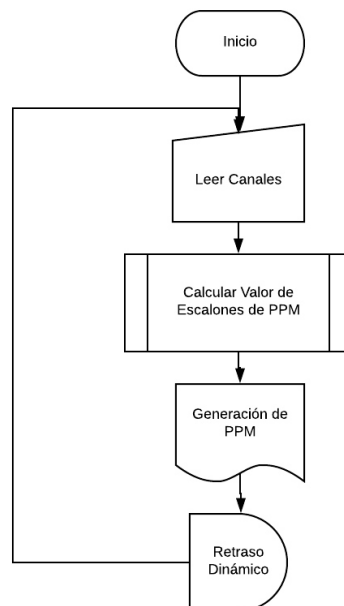


**Figura 16.** Hilo para generar PPM

El código consiste en una rutina secuencial dentro de un lazo tipo *while*, a diferencia del *timed loop*, la condición de temporización es variable y esta se encuentra dentro de la estructura “Flat Sequence” (figura 16).

Se utiliza el pin digital 0 del puerto B como salida de la señal, el control de canal contiene la última información actualizada de cada uno de los canales a través de DMA, para el caso de que no haya habido una actualización se continua con el último dato registrado.

En la siguiente figura se presenta el diagrama de flujo de este proceso.



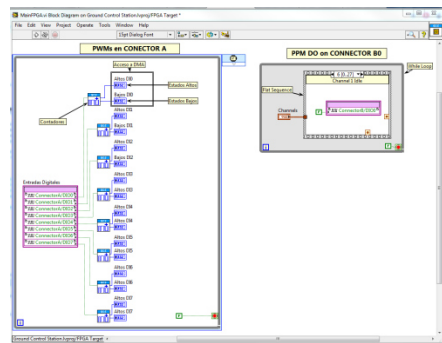
**Figura 17.** Diagrama de flujo de PPM en FPGA



Con esta señal dirigida al emisor es posible enviar la señal de estimulación hacia los servomotores.

### 3.4.7. Código Integrado del FPGA

En la figura 9 es posible apreciar el diagrama de bloques del VI (instrumento virtual, por sus siglas en inglés) embebido en el FPGA del myRIO.



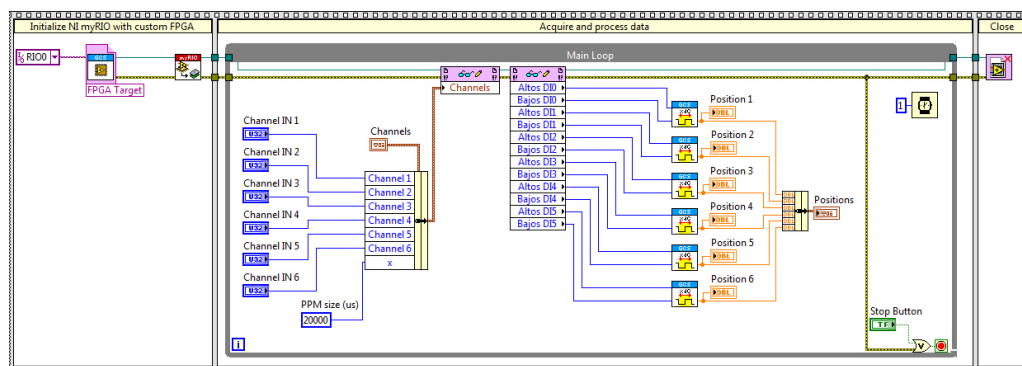
**Figura 17.** Diagrama de flujo de PPM en FPGA

Ambos algoritmos tanto de lectura como de escritura trabajan en hilos paralelos reales definidos por hardware y a frecuencias diferentes en tiempo real.

Como se ha mencionado, a través del DMA se establece la comunicación con el microprocesador ARM que llevará a cabo la tarea de comunicarse con el ejecutivo de prueba.

### 3.4.8. Algoritmo embebido en el ARM

Con el algoritmo en el FPGA completamente funcional se desarrolló una interfaz de comunicación entre este y la estación de control a través del ARM, el código se muestra en la figura 18.




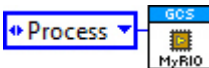
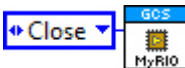
**Figura 18.** Código interfaz dentro del ARM

Este algoritmo del ARM recibirá las señales para las superficies de control en cada uno de los canales de entrada y las mandará a través de DMA al FPGA. Las señales de posición de las superficies de control son guardadas en la variable "Positions", para su posterior lectura en la estación de control.

#### 3.4.9. Variable Global Funcional para Estación Tierra

Siendo el MyRIO una plataforma embebida funcional fue imperativo desarrollar el código para su comunicación con el ejecutivo de prueba dentro de la estación tierra.

Un FGV (Variable Funcional Global) consiste en una arquitectura de subrutina no reentrante que permite crear drivers para la comunicación con instrumentos de banco o periféricos de manera eficiente. En este caso esta técnica se aplicó para establecer la comunicación con el MyRIO, obteniendo el siguiente subVI creando una única función con tres operaciones como se muestra en la tabla.

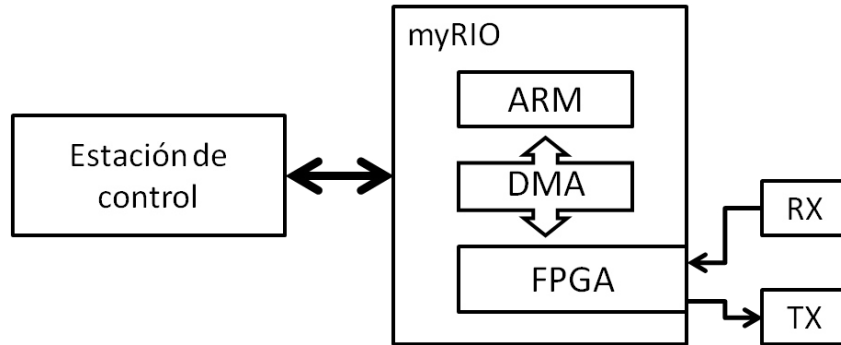
	<p><b>Init:</b> Inicializa la comunicación con el dispositivo.</p>
	<p><b>Process:</b> Envía la señal de estimulación de la estación de control hacia el MYRIO y lee la señal de posición de las superficies de control.</p>
	<p><b>Close:</b> Cierra la comunicación con el dispositivo.</p>

**Tabla 3.** FGV para comunicación con MyRIO

Esta FGV fue colocada en lugares estratégicos dentro de la arquitectura del ejecutivo de prueba de acuerdo con las buenas prácticas de programación.

#### 3.4.10. Integración

Una vez definido el software para el FPGA y ARM del MyRIO se obtiene un sistema embebido listo para ser integrado con la Estación de control y permitir la comunicación de ésta hacia la aeronave y viceversa.



**Figura 19.** Integración del MyRIO con la Estación de Control

#### 3.4.11. Resultados de la Integración de MyRIO con Estación de Control

A través de la plataforma MyRIO se logró implementar un sistema embebido que permite comunicación bidireccional, inalámbrica y con características de tiempo real hacia la aeronave prototipo dentro del túnel de viento. Se logró generar los comandos para la operación constante e ininterrumpida a las superficies de control y la posición de ellas a la misma frecuencia.

#### 3.5. INTEGRACIÓN DE LA AVIÓNICA

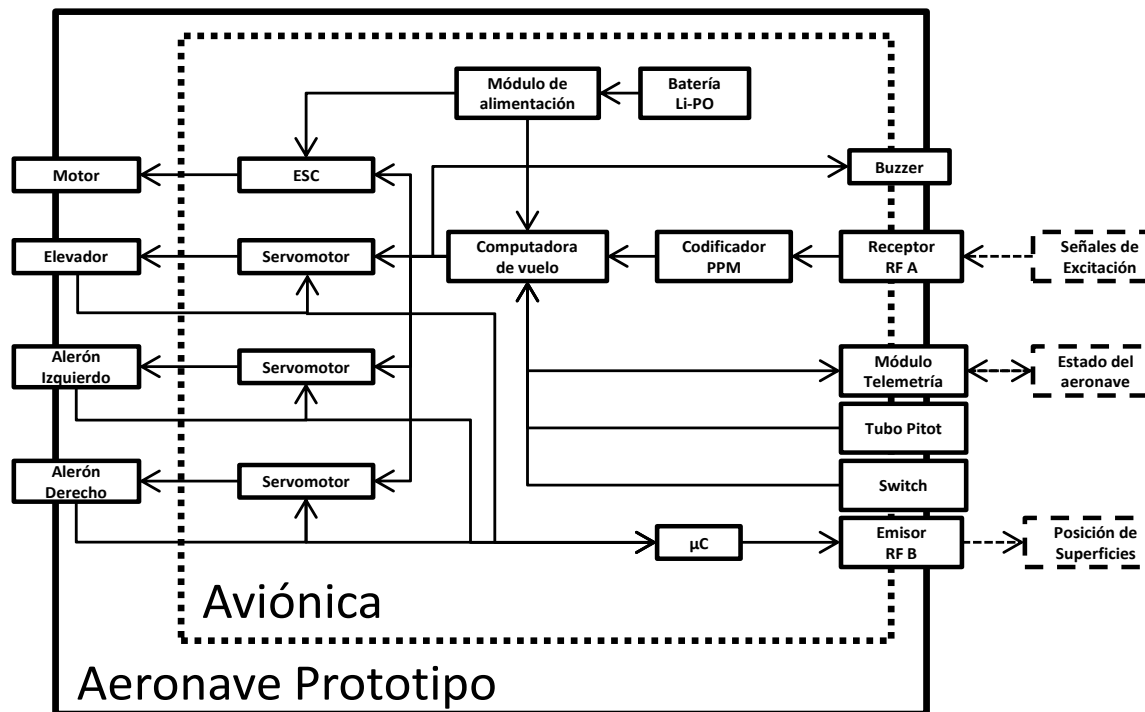
Para lograr tener una plataforma de aviónica que permita estudiar micro aeronaves dentro del túnel de viento, es necesario contar con los componentes que se listan a continuación:

1. Computadora de Vuelo
2. Módulo de Alimentación
3. Batería Li-PO
4. Tubo Pitot
5. Memoria Micro SD
6. Switch de Seguridad
7. Radio para Telemetría
8. Buzzer
9. Codificador PPM
10. Receptor de RF A de 6 Canales
11. Emisor de RF B de 6 Canales
12. SiMeSuCo RT/RF

Además, la aeronave prototipo ya cuenta con los siguientes componentes:

- A. Control de Velocidad Electrónico Para Motor Brushless
- B. Motor Brushless
- C. Servomotor Para Elevador
- D. Servomotor Para Alerón Izquierdo
- E. Servomotor Para Alerón Derecho

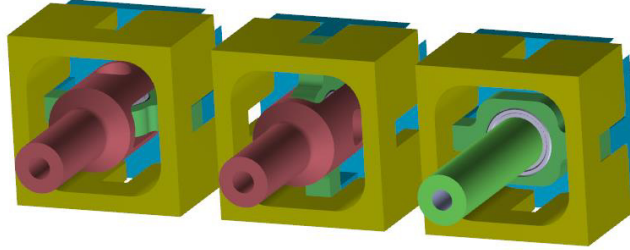
En la Figura 20 se presenta el diagrama de interconexión de todos los componentes anteriores.



**Figura 20.** Diagrama de Aviónica del Aeronave Prototipo

### 3.6. SOPORTE ESTRUCTURAL

Teniendo la micro aeronave y la carga en la bahía, se diseñó un acoplamiento de revolución en el cual montar el aeronave durante los experimentos. Éste acoplamiento consiste en una armadura que permite cambiar o aumentar grados de libertad rotacionales. Este fue diseñado, por el equipo de diseño mecánico, para ser montado en una base previamente instalada en el túnel de viento.



**Figura 21.** Acoplamiento diseñado

### 3.7. ESTACIÓN DE CONTROL

La micro aeronave y la aviónica se complementan con una estación de control en tierra que se encarga de realizar actividades como: enviar las señales de estimulación hacia al modelo, administrar las pruebas, supervisar el estado de la micro aeronave y desactivar la micro aeronave en caso de emergencia.

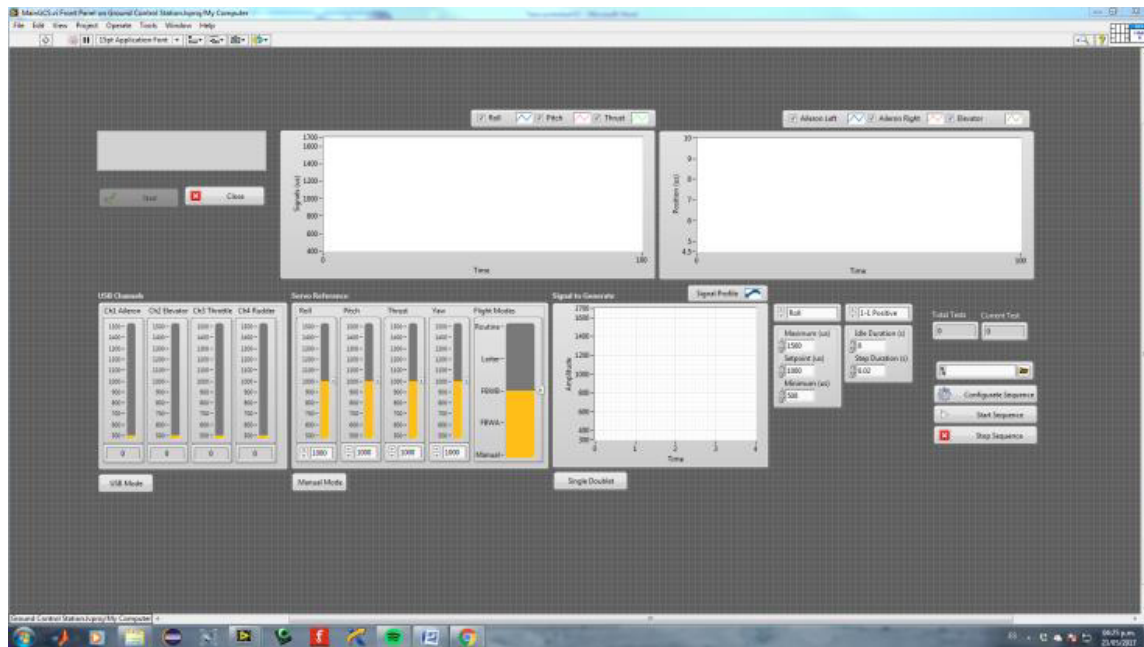
La estación de control en tierra es una computadora personal que cuenta con dos interfaces de usuario. La primera es *Mission Planner*, una interfaz nativa del sistema PixHawk; la segunda es "Ground Control Station", ejecutivo de prueba diseñado en LabVIEW específicamente para esta aplicación.

#### 3.7.1. Mission Planner

Mission Planner es un software de código libre (open-source) que administra el uso del PixHawk. Una de las muchas capacidades del software es que permite la comunicación con la estación tierra de manera alámbrica o inalámbrica a través del protocolo MAVLink.

#### 3.7.2. Ejecutivo de prueba

Con el fin de enviar las señales tipo doblete a la micro aeronave, realizar control manualmente mediante un dispositivo USB o aplicar las compensaciones necesarias para la experimentación. Se desarrolló el Ejecutivo de Prueba mostrado en la Figura 22



**Figura 22.** Ejecutivo de prueba de la estación de control en tierra

El ejecutivo de prueba tiene las siguientes características:

- 1- Muestra, en tiempo real, las señales mando enviadas hacia los actuadores de la aeronave (o computadora de vuelo en el caso de haberla).
- 2- Muestra, en tiempo real, la posición de las superficies de control.
- 3- Permite enviar las señales diseñadas: dobletes o secuencias pseudo-aleatorias; con la posibilidad de variar su magnitud y frecuencia.
- 4- Hace un registro completo de los experimentos.

Este elemento de software se encuentra enviando constantemente señales de control a través de una tarjeta MyRIO hacia superficies de control.

#### 4. VALIDACIÓN DEL EXPERIMENTO

Para comprobar el desempeño de la plataforma se integró la plataforma completa y se colocó dentro del túnel de viento como se muestra en la figura 3.



Figura 23. Experimentación en túnel de viento

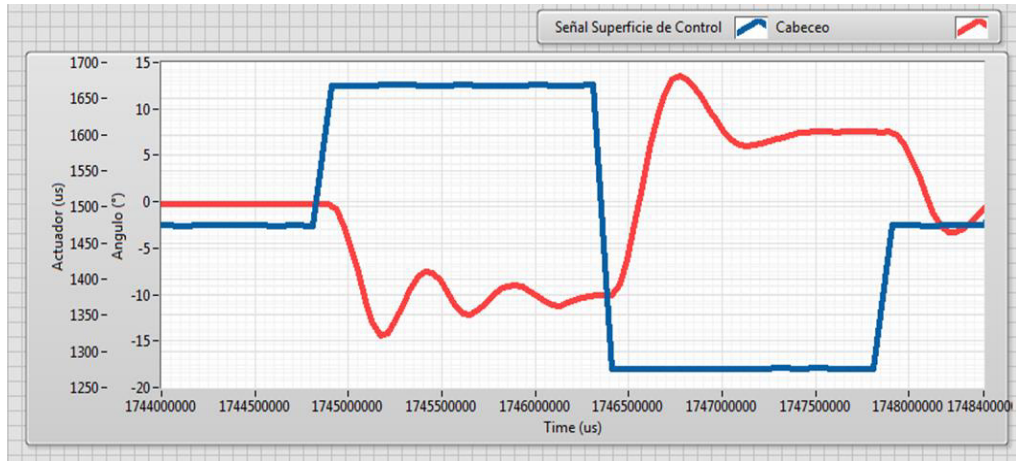
Se implemento una secuencia de dobletes 1-1 positivos.

## 5. ANALISIS DE RESULTADOS

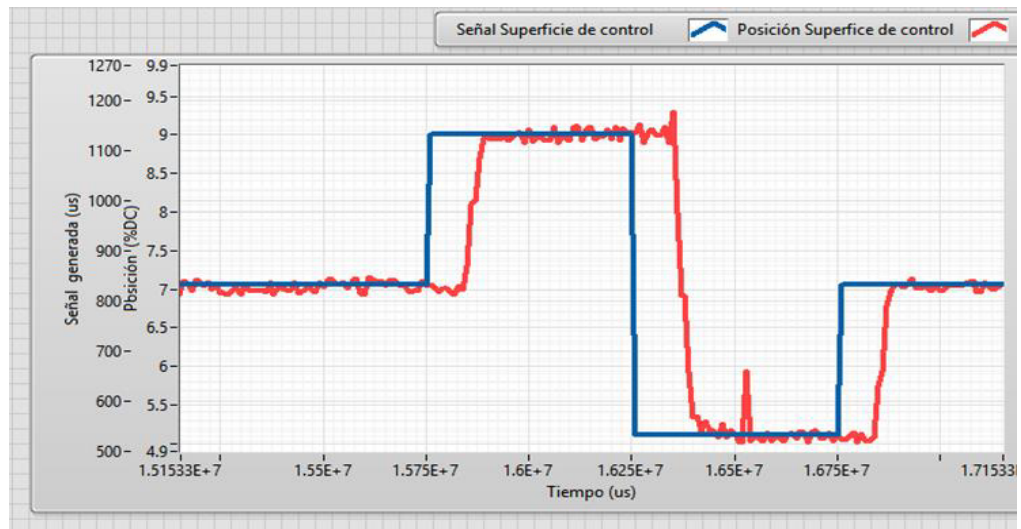
### 5.1. Datos Obtenidos por la plataforma

Con la plataforma es posible implementar dobletes estandarizados en cualquiera de las superficies de control (elevador, alerones y timón) y adquirir la respuesta dinámica del sistema aeronáutico, así como de las superficies de control. En la figura 24 se muestra la adquisición de datos de un movimiento de cabeceo presentada por la aeronave a un doblete positivo 1 – 1. Mientras que en la figura 25, se aprecia el comportamiento de la posición del elevador ante otro doblete.





**Figura 24.** Cabeceo del aeronave ante un doblete 1-1.

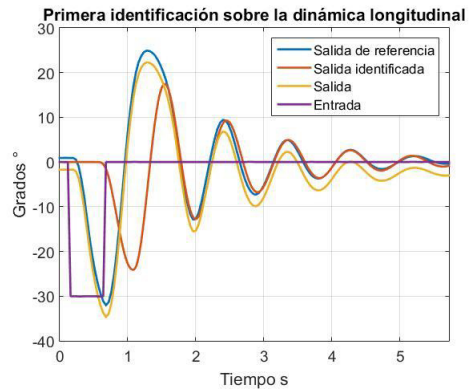


**Figura 25.** Respuesta de la superficie de control ante un doblete 1-1



## 5.2. Ejemplos de Microaeronave identificada mediante la respuesta a la dinámica longitudinal caracterizada por un sistema de segundo orden.

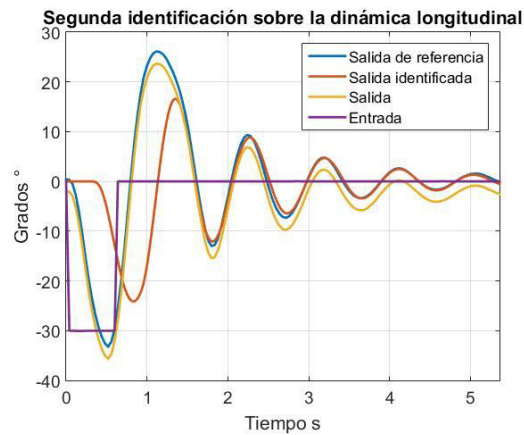
Primera identificación sobre la dinámica longitudinal ante una entrada impulso.



Función de transferencia:

$$Tf_1 = \frac{25.3}{s^2 + 1.50s + 55.3}$$

Segunda identificación:



Función de transferencia:

$$Tf_2 = \frac{26.05}{s^2 + 1.47s + 54.89}$$

## 6. CONCLUSIONES

La plataforma es apta para aplicarse en un túnel de viento y permitir el estudio de sistemas aeronáuticos completos. La plataforma en su estado actual ya es una herramienta base de la aerodinámica experimental llevada a cabo en el CIIA. Esta plataforma a su vez es flexible y permite el uso de otras computadoras de vuelo (comerciales o de desarrollo propio), así como su aplicación a Micro VANTs de ala fija y ala rotativa. Los resultados de esta plataforma permitirán en un futuro aplicar técnicas de identificación de sistema.

## 7. TRABAJO A FUTURO

Del trabajo futuro corresponde agregar una interfaz entre el ejecutivo de prueba y la computadora de vuelo. Utilizar el protocolo MAVLink, no es viable como canal seguro debido a su intermitencia, sin embargo, sirve como muestra representativa.

## 8. REFERENCIAS

- 1 J.B. Barlow, W.H. Rae & A. Pope. "Low-speed wind tunnel testing" 3rd edition. John Willey & Sons, 1999.
- 2 R.C. Busan, et. al. "Enabling Advanced Wind-Tunnel Research Methods Using the NASA Langley 12- Foot Low Speed Tunnel" AIAA Aviation Technology, Integration and Operations (ATIO) Conference; 14th; 16-20 Jun. 2014; Atlanta, GA; United States.
- 3 Wind Tunnel Testing", Grc.nasa.gov, 2017. [Online]. Disponible: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tuntest.html>.
- 4 A Review of Wind Tunnel Based Virtual Flight Testing Techniques for Evaluation of Flight Control Systems
- 5 T. E. Manning, C. L. Ratliff, and E. J. Marquart, "Bridging the gap between ground and flight tests: virtual flight testing (VFT)," in Proceedings of the 1st AIAA Aircraft Engineering, Technology, AIAA-95-3875, 1995.
- 6 D. B. Owens, J.M. Brandon, M. A. Croom, C.M. Fremaux, E. H. Heim, and D. D. Vicroy, "Overview of dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC," in *Proceedings of the 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, AIAA 2006-3146, 2006.
- 7 R. L. Morris, "Utilization of a free oscillation wind tunnel model in conjunction with an analog computer to determine the dynamic stability derivatives," in *Proceedings of the 2nd AIAA Aerodynamic Testing Conference*, AIAA-66-770, 1966.

- 8 K. F. Stetson and F. M. Sawyer, "A comparison of hypersonic wind tunnel data obtained by static and free oscillation techniques," in *Proceedings of the AIAA 10th Fluid & Plasmadynamics Conference*, AIAA-77-690, Albuquerque, NM, USA, 1977.
- 9 T. Yoshinaga, K. Inoue, and A. Tate, "Determination of the pitching characteristics of tumbling bodies by the free-rotation method," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol. 21, no. 1, pp. 21–28, 1984.
- 10 R. M. Howard, T. R. DeMoss, D. D. Lack, and R. B. Caldwell, "Tumbling susceptibility of a tailless unmanned air vehicle," in *Proceedings of the AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, AIAA 2002-4615, Monterey, Calif, USA, 2002.
- 11 F. J. Capone, D. Bruce Owens, and R. M. Hall, "Development of a transonic free-to-roll test capability," *Journal of Aircraft*, vol. 41, no. 3, pp. 456–463, 2004.
- 12 D. B. Owens, J. K. McConnell, J. M. Brandon, and R. M. Hall, "Transonic free-to-roll analysis of the F-35 (joint strike fighter) aircraft," *Journal of Aircraft*, vol. 43, no. 3, pp. 608–615, 2006.
- 13 D. Tang and E. H. Dowell, "Effects of a free-to-roll fuselage on wing flutter: theory and experiment," *AIAA Journal*, vol. 52, no. 12, pp. 2625–2632, 2014.
- 14 Pattinson, J., Development and "Evaluation of a Wind Tunnel Manoeuvre Rig", Ph.D. thesis, University of Bristol, Bristol, England, UK, 2010.
- 15 Sergio A. Araujo-Estrada, Zheng Gong, Mark H. Lowenberg, Simon Neild, and Mikhail Goman. "Wind Tunnel Manoeuvre Rig: A Multi-DOF Test Platform for Model Aircraft", 54th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Forum, 2016.
- 16 Geng, X., Shi, Z., Cheng, K., & Li, L., "A new hybrid mechanism for dynamic wind tunnel test of high maneuverable air vehicle. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 230(10), pp 1964-1974, 2016
- 17 Singh, Chaturi, and Kamal Poddar. "Data acquisition system developed for optimized wind tunnel study on aerospace vehicles." Information Science, Electronics and Electrical Engineering (ISEEE), 2014 International Conference on. Vol. 3. IEEE, 2014.